

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 57-171006

(43)Date of publication of application : 21.10.1982

(51)Int.Cl.

F01D 5/14

(21)Application number : 56-056822

(71)Applicant : TOSHIBA CORP

(22)Date of filing : 15.04.1981

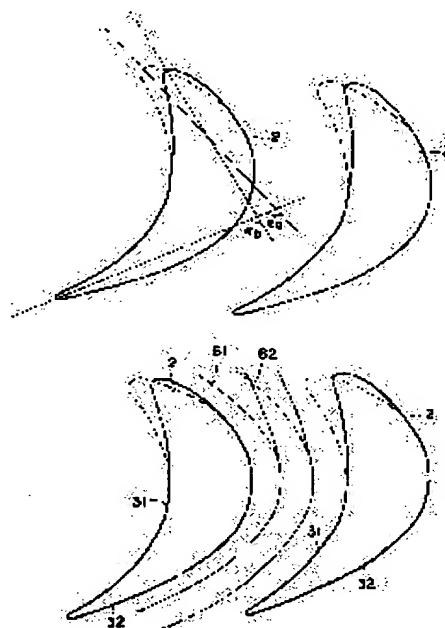
(72)Inventor : KAWASAKI SAKAE

(54) MOVING BLADE OF TURBINE

(57)Abstract:

PURPOSE: To reduce the secondary flow loss at the root of a moving blade by a method wherein the deflection angle at the position within a specified range of distance from the root of the moving blade is rendered to be smaller than the deflection angle at the root of the moving blade by an angular range of specified value on the impulse stage moving blade of an axial flow turbine.

CONSTITUTION: The position, which lies in the distance H from the root of the moving blade of the turbine and the distance H satisfies with the following relation, $1.05 \leq (D_i + 2H)/D_i \leq 1.15$ (wherein D_i is the root diameter of the moving blade of the turbine) is determined. The deflection angle at the position with the distance H is rendered to be smaller than the deflection angle at the root by the value in the range of $0 \sim 7^\circ$. Now that the deflection angle ϵ_b at the position with the distance H is rendered to be smaller than the conventional deflection angle, which is equal to the deflection angle ϵ_a at the root, flow lines 62 can have larger radii of curvature than conventional flow lines 61, resulting in enabling to reduce the pressure difference angle the passage from the front surface 31 side to the rear surface 32 side. In such a manner as mentioned above, the development of the secondary flow within the moving blade is suppressed.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

⑬ 日本国特許庁 (JP)

⑭ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭57-171006

⑮ Int. Cl.³
F 01 D 5/14

識別記号

庁内整理番号
7910-3G

⑯ 公開 昭和57年(1982)10月21日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 6 頁)

⑮ タービン動翼

芝浦電気株式会社タービン工場
内

⑰ 特 願 昭56-56822

⑰ 出 願 人 東京芝浦電気株式会社

⑱ 出 願 昭56(1981)4月15日

川崎市幸区堀川町72番地

⑲ 発 明 者 川崎榮

⑲ 代 理 人 弁理士 猪股清 外3名

横浜市鶴見区末広町2の4 東京

明 細 書

発明の名称 タービン動翼

特許請求の範囲

根元部直径を D_1 としたとき $1.05 \leq (D_1 + 2E) / D_1 \leq 1.15$ の範囲内となる根元部から E の距離にある位置を規定し、この位置の転向角に対する根元部の転向角を $0 \sim 7^\circ$ の範囲内で増大せしめたことを特徴とするタービン動翼。

発明の詳細な説明

本発明は、軸流タービンに用いられる衝動段動翼の改良に関する。

一般に、軸流タービンは、第1図に示すように、静翼外輪1と静翼内輪2によって固定された静翼1と、回転軸3に固定された動翼2により一段落が形成され、この段落を軸方向に一段落または複数段落組み合わせる事により構成される。このような軸流タービンにおいて、作動流体は静翼1内に流入して旋回力を与えられ、この旋回力が該流の

動翼2内の通過時に回転軸の回転力として変換され、回転軸が動翼2とともに回転するようになっている。

作動流体が静翼1を出て、動翼2を通過する際に、作動流体のもつ粘性のために動翼2の表面および、動翼通路部の外壁6、内壁7には流速の違い境界層が発生し、仕事に関与しないエネルギー損失の原因となる。

ところで、一般には、動翼2の設計は、動翼2の根元部直径 D_1 と先端部^(3.1) D_0 との比 D_0/D_1 (ホス比) が比較的小さい場合には平均直径上で翼型を設計し、半径方向に一様な翼列を積み重ねることにより動翼2が形成されるが、ホス比が大きくなると、作動流体の流速および流れ角度の半径方向分布を考慮した三次元設計法が用いられる。

このような三次元設計法の1つとして、一段落の根元断面において、静翼1で根元断面の行なり仕事の大半を行ない動翼2ではほとんど仕事をしない、いわゆる衝動段がある。このような設計法で設計された従来の衝動段動翼2は、第3図に示

特開昭57-171006(2)

すように段路において、作動流体は静圧 P から流体速度 U で流出し、翼 2 の周速 U のため相対流出速度 W で動翼 2 に向い、そして、この相対流出速度 W のもつ相対流出角 θ に対して、動翼 2 の最速流入角 θ_0 が一致するように設計されている。この設計法で設計された衝動段動翼根元部(第3図)は、転向角 θ_0 が大きく、曲率半径の小さい曲面を有する流路を持つ。このために、作動流体は動翼根元部の流路に沿って急激に曲げられ、遠心力により、動翼 2 の腹面 3 側から背面 4 側にかけて圧力分布が生ずる。すなわち、第3図に示されている動翼腹面 3 側では圧力は高く、動翼背面 4 側では圧力は低くなり、特に、転向角の大きい衝動段動翼根元部においては腹面 3 側と背面 4 側の圧力差が大きい。

前述した圧力分布は主流の流速および流れの曲率に支配されるが、動翼内盤 1 つまり動翼根元部(第3図)の近傍においては境界層のために主流の流速より速度が遅い領域ができる。この流速の遅い領域においては、流体が前述した圧力分布と

釣り合いだけの遠心力を生じさせるために、流速の遅い分だけ流路の曲率半径が小さくなり、動翼腹面 3 側より動翼背面 4 側に向う二次流れ 5 を発生させ、翼性能を低下させている。これは動翼 2 の転向角に大きく影響され、特に転向角の大きい衝動段動翼根元部においては、転向角の大きい分だけ動翼腹面 3 側と背面 4 側における圧力差があるために二次流れ 5 を発生しやすく、軸流タービン内部効率の大きな低下を引起している。

第4図に衝動段段路における動翼翼列損失 h の高さ方向の分布が示されている。この図よりわかるように、損失 h は根元部近傍において急激に増加している。これは、前述した二次流れ損失が顕著に現われたためである。ここに記してある h の部分は、二次流れの影響を大きく受けた部分で、このために全体の翼性能が低下している。

この軸流タービンの衝動段動翼における二次流れ損失を低減化し、内部効率の向上を計るということは、今日のエネルギー資源の枯渇に伴い叫ばれているエネルギー資源の有効的活用という観点か

ら重要な課題となっている。

本発明は、このような点に鑑み、動翼根元部の二次流れ損失を低減化し、高能率の軸流タービンを達成できるようにしたタービン動翼を提供することを目的としてなされたもので、根元部直徑を D_1 としたときに $1.05 \leq (D_1 + 2H)/D_1 \leq 1.15$ の範囲内となる根元部から H の距離にある位置を規定し、この位置の転向角 θ に対する根元部の転向角を $0-7^\circ$ の範囲内で増大せしめたものである。

以下、本発明を図面に示す実施例により説明する。

第5図は本発明による衝動段動翼 2 の根元部を示すものであり、破線で示した従来の動翼根元部の転向角 θ_0 に対して、実施例で示した本発明の動翼根元部の転向角 θ_1 を小さくしたものである。このように、衝動段動翼根元部において転向角を小さくすることにより、第6図に示すように、従来の動翼主流部流路 1 の曲率半径より大きな曲率半径をもつ流路 13 をもたせ、腹面 3 側から背面 4 側に向う圧力差を小さくすることができる。こ

の結果、境界層によってできた主流の流速より遅い流速をもつ領域においても、動翼腹面 3 側と動翼背面 4 側の圧力差が小さくなり、腹面 3 側から背面 4 側に向う流体の流れ、いわゆる二次流れの発達を抑えることができる。

第7図には、衝動段動翼根元部における転向角 θ の変化に対しての二次流れ損失 h の分布が示されている。この図からわかるように、転向角 θ が増大すると二次流れ損失 h も増大している。このことから転向角 θ を小さくしてやると二次流れ損失 h が減少し、翼列性能の向上が期待できる。

動翼 2 の転向角 θ を減少させる場合、後継部を変化させるとスロート面積が増大して段路の特性が変わってしまう。段路の特性を変えずに転向角 θ を減少させるには動翼 2 の前縁部を変化させる必要がある。

ところで、衝動段動翼根元部の転向角 θ を小さくすることにより、二次流れ損失は減少するが、転向角 θ を小さくしすぎると翼列損失が大きくなる傾向をもっている。これを第8図と第9図によ

特開昭57-171006(3)

って説明する。

第3図は従来の衝動段動機根元部を示すものであり、静翼1の相対流出角 β に対して、動翼2の入口角 β_0 が $\beta_0 = \beta$ となるように設計されている。これは動翼2の流入角損失 ζ_1 が最少となる点である。ところが第8図に示すように $\beta_0 = \beta$ の時は流入角損失 ζ_1 は最少となるが、二次流れ損失 ζ_2 が大きいため、翼列損失 ζ は最少の値とはなっていない。そこで翼列損失 ζ が最少となる点をさがしてみると、最適流入角 β_0 は流出角 β と一致するから $\Delta\beta = 0$ 分増大する点にあることがわかる。そして増加分が $\Delta\beta$ 以上になると、図からわかるように翼列損失 ζ が増加してしまう。

ここで述べた入口角 β_0 が増加するということは、第3図からわかるように転向角 θ が減少すること、前述したとと合せて考えると、転向角 θ が減少しすぎると翼列損失 ζ が増大するということになるので、転向角の減少には最適値があることがわかる。

そこで、本発明を具体的に第9図によって説明

する。この図は、衝動段動機の高さ方向変化に対しての転向角 θ の分布を示したもので、転向角 θ の分布は根元部においては大きく、根元部から先端部に向って連続的かつ次第に減少している。そして、本発明は、従来の動機根元部近傍の転向角(第9図の破線の部分)に対して実線の部分となるようにしたものである。これは、根元から先端から説明する点より根元に向って転向角 θ を増大させ、根元部において、点より $\Delta\theta$ だけ大きく取ることを特徴としている。

第9図における θ_0 、 θ_1 は、それぞれ第8図の β 、 $\beta + \Delta\beta$ に対応している。実験によれば、翼列損失が増大する点Bは、動機根元部直径 D_1 に対して、 $1.03 \leq (D_1 + 2B)/D_1 \leq 1.13$ を満足する値となる。つぎに、第10図に、従来の衝動段動機根元部転向角に対する、本発明による転向角のずれ $\Delta\theta = \theta_1 - \theta_0$ が示されている。通常、使用されている従来の衝動段動機根元部の転向角は、翼型などの設計条件により $120^\circ \sim 140^\circ$ 程度であり、第10図より、これに対応するずれ $\Delta\theta$ が得られ、

これを第9図に示す $\Delta\theta$ に換算すると、 $0^\circ \leq \Delta\theta \leq 7^\circ$ という結果を得ることができる。

以上説明したように、本発明に係るタービン動機は、根元部直径を D_1 としたとき $1.03 \leq (D_1 + 2B)/D_1 \leq 1.13$ の範囲内となる根元部からBの距離にある位置を規定し、この位置の転向角に対する根元部の転向角を $0 \sim 7^\circ$ の範囲内で増大せしめたので、動機根元部の二次流れ損失を低減化し、高効率の軸流タービンを達成できる。

図面の簡単な説明

第1図は軸流タービンの設計断面図、第2図は静翼から動翼に向う作動流体の速度ベクトル線図、第3図は動翼内の二次流れの流線を示す説明図、第4図は動翼の翼列損失を示す線図、第5図は従来の転向角と本発明による動翼の転向角を示した断面図、第6図は従来の主流部流線と本発明による動翼の主流部流線を示す説明図、第7図は転向角による二次流れ損失を示す線図、第8図は動機最適流入角による損失分布を示す線図、第9図

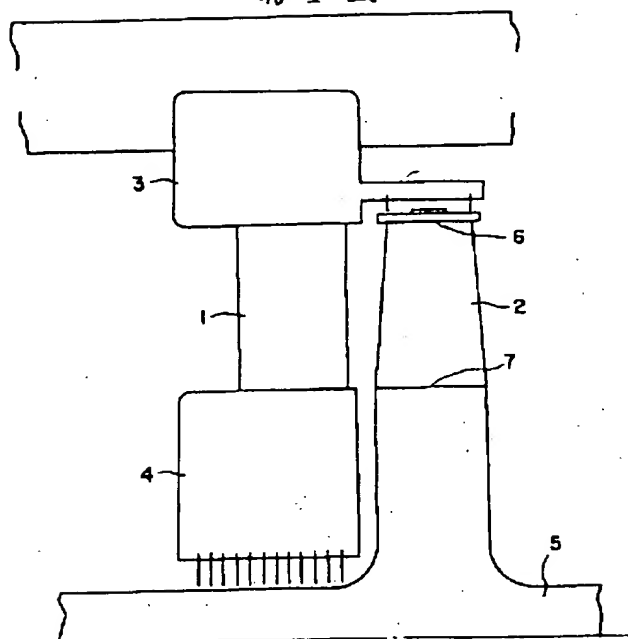
は本発明による動翼の転向角分布を示す線図、第10図は従来の動翼の転向角と本発明による動翼の転向角のずれとを示す線図である。

1…静翼、2…動翼、3…静翼内輪、4…静翼外輪、5…回転軸。

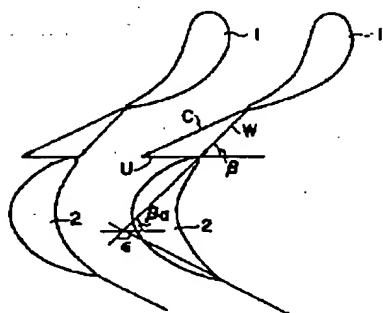
出願人代理人 理 股 清

特開昭57-171006(4)

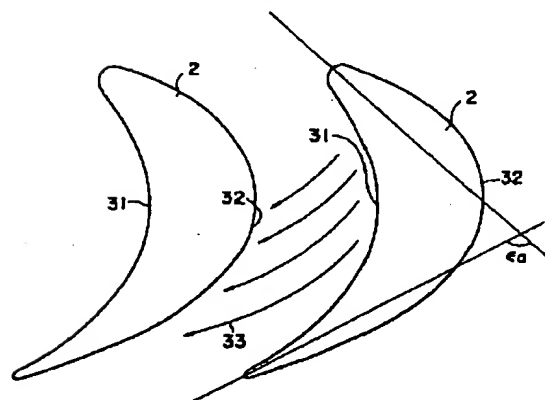
第 1 回



第 2 回

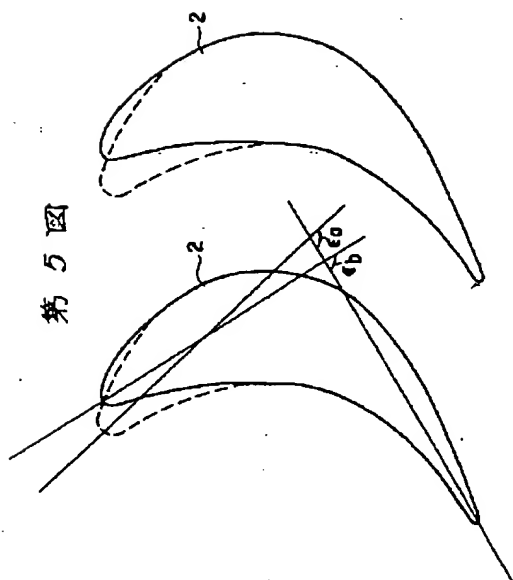
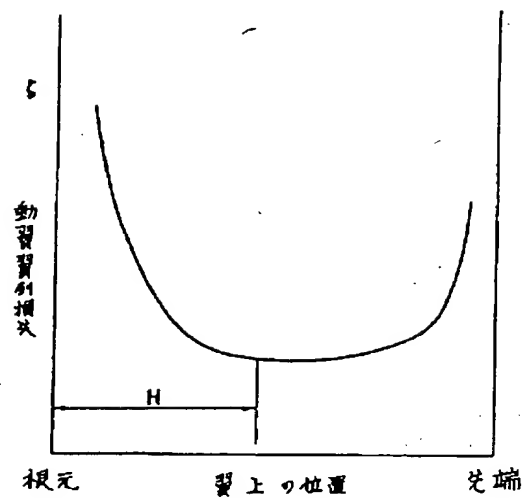


第 3 回

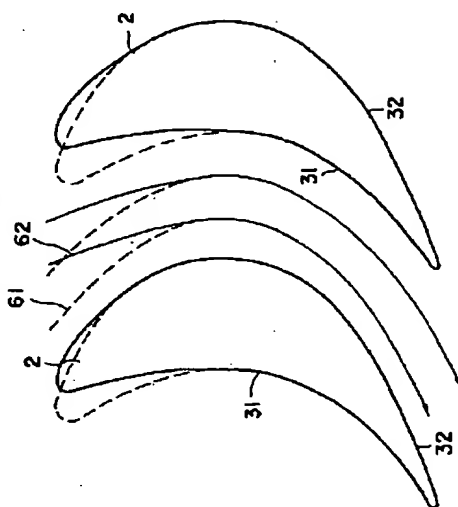


特開昭57-171006(5)

第 五 図

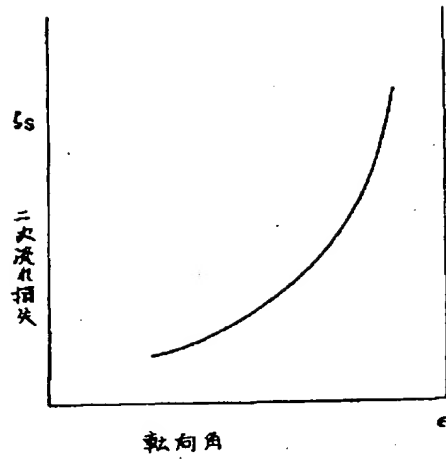


第 6 図

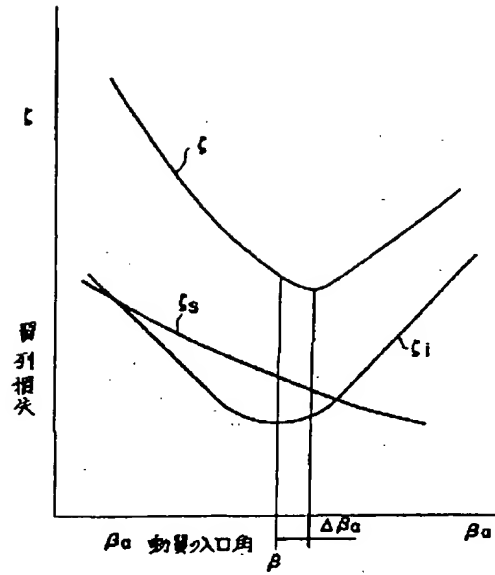


特開昭57-171006(6)

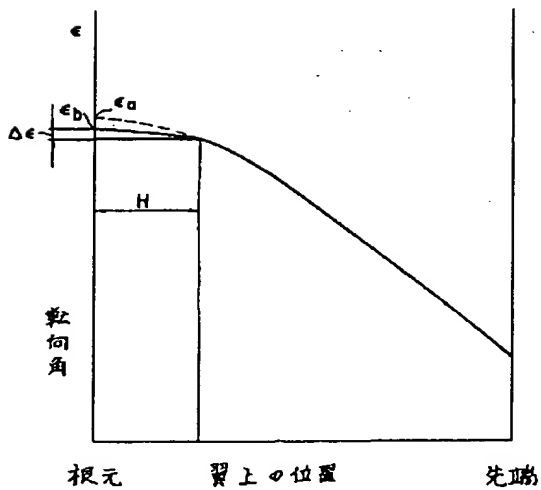
第7図



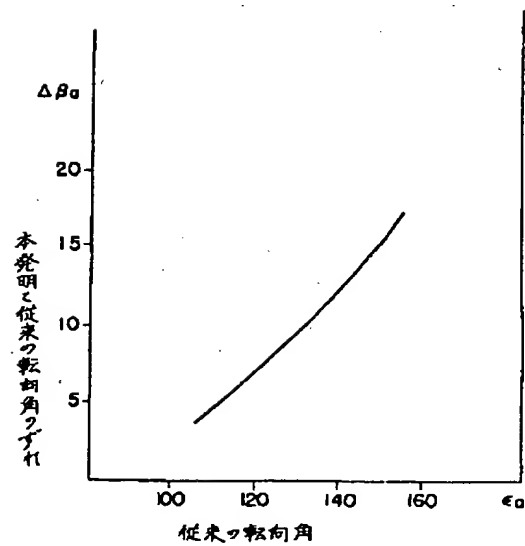
第8図



第9図



第10図



(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】 根元部直径をD Iとしたときに $1.05 \leq (D I + 2H) / D I \leq 1.15$ の範囲内となる根元部

からⅢの距離にある位置を規定し、この位置の轉向角に対する根元部の轉向角を $0 \sim 7^\circ$ の範囲内で増大せしめたことを特徴とするタービン動翼。

【書誌的事項の溢れ部分】

(19) 【発行国】 日本国特許庁 (J P)

(12) 【公報種別】 公開特許公報 (A)

(11) 【公開番号】 特開昭57-171006

(43) 【公開日】 昭和57年(1982)10月21日

(54) 【発明の名称】 タービン動翼

(51) 【国際特許分類第5版】

F01D 5/14

【審査請求】 未請求

【請求項の数】 1

【全頁数】 6

(21) 【出願番号】 特願昭56-56822

(22) 【出願日】 昭和56年(1981)4月15日

(71) 【出願人】

【識別番号】 999999999

【氏名又は名称】 東京芝浦電気株式会社

【住所又は居所】 神奈川

(72) 【発明者】

【氏名】 川崎 榮